

МИНИСТЕРСТВО ВЫСШЕГО И СРЕДНЕГО СПЕЦИАЛЬНОГО
ОБРАЗОВАНИЯ РЕСПУБЛИКИ УЗБЕКИСТАН

ТАШКЕНТСКИЙ ГОСУДАРСТВЕННЫЙ ТЕХНИЧЕСКИЙ УНИВЕРСИТЕТ

АВИАЦИОННЫЙ ФАКУЛЬТЕТ

Кафедра: "Конструкция и проектирование летательных аппаратов".

А.Х. Султанов, Д.Т. Алиакбаров

Методические указания

по выполнению **«Выпускной квалификационной работы»** для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника».

/Этап-1. Общее проектирование самолета/

Ташкент – 2009г.

Методические указания по выполнению «Выпускной квалификационной работы» для конструкторской специализации направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника». ТГТУ.2009 г.

Методические указания по выполнению **«Выпускной квалификационной работы»** предназначены для студентов обучающихся по конструкторскому циклу направления образования 5520800 «Авиастроение и ракетно-космическая техника».

Содержание методических указаний охватывает такие основные этапы проектирования самолетов как: выбор схемы и основных параметров, расчет удельной нагрузки на крыло и стартовой тяговооруженности (энерговооруженности) самолета, расчет взлетной массы первого и второго приближения, расчет центровки самолета.

Методические указания содержат общие требования, предъявляемые к материалам проекта, данные об объеме и содержании графической части и расчетно-пояснительной записки, последовательность выполнения отдельных этапов и разделов проекта.

ОГЛАВНЕНИЕ

	стр
1. СОДЕРЖАНИЕ ВЫПУСКНОЙ РАБОТЫ.....	4
2. "ВЫБОР СХЕМЫ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЕТА".....	5
3. "РАСЧЕТ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО И СТАРТОВОЙ ТЯГОВОООРУЖЕННОСТИ (ЭНЕРГОВОООРУЖЕННОСТИ) САМОЛЕТА"	18
4. "РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА ВТОРОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ МЕТОДОМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПРИБЛИЖЕНИЙ".....	24
5. "РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА"	33
6. СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ.....	36

1. СОДЕРЖАНИЕ ВЫПУСКНОЙ РАБОТЫ

Выпускная работа по направлению 5520800 «Авиационная и ракетно-космическая техника» состоит из расчетно-пояснительной записки, объемом 60...70 стр. и графической части 6...7 листов. На первом этапе решаются задачи общего проектирования самолетов. Вторым этапом связан с разработкой сборочной единицы /агрегата/.

2.1. Расчетно-пояснительная записка.

Расчетно-пояснительная записка должна иметь титульный лист установленного образца и задание на выпускную работу. Во введении дается краткий обзор современного состояния авиационной техники. Далее осуществляется анализ основных параметров и характеристик статистических данных самолетов-прототипов. Следующий раздел должен быть посвящен выбору схемы самолета, расчету взлетной массы первого и второго приближений, определению геометрических размеров самолета. Следующие два раздела состоят из расчета центровки самолета с оценкой запаса продольной статической устойчивости и аэродинамическому расчету с определением максимального аэродинамического качества и аэродинамического качества на крейсерском режиме полета. В связи с тем, что в задании на выпускную работу предлагается разработать один из агрегатов проектируемого самолета, содержание остальных разделов непосредственно связан с этим агрегатом. Так, необходимо определить нагрузки действующие на агрегат и выполнить расчет на прочность с целью определения сечения силовых элементов. В технологической части дается обоснование выбора материала и технологии изготовления деталей агрегата. В организационно-экономической части предлагается оценить затраты связанные с изготовлением разрабатываемого агрегата и определить его заводскую себестоимость.

В заключении выпускной работы должны быть сформулированы основные выводы по работе и дан список использованной литературы.

2.2. Графическая часть выпускной работы.

После определения взлетной массы самолета и геометрических параметров, а также определения центровки самолета разрабатывается общий вид самолета с элементами компоновки на 2-х листах. Следующие 3 чертежа посвящены разработке конструкции агрегата. Прежде всего разрабатывается теоретический чертёж агрегата /или его части/, затем выполняется сборочный чертёж, и наконец, разрабатываются рабочие чертежи характерных деталей агрегата. В представленной ниже таблице даются основные разделы пояснительной записки и чертежи графической части с указанием примерных объемов, которые составляют содержание выпускной работы:

Таблица 1. Содержание выпускной квалификационной работы

НАИМЕНОВАНИЕ РАЗДЕЛА /ЧЕРТЕЖА/	ОБЪЕМ
I. Расчетно-пояснительная записка:	
1. Титульный лист	1 стр.
2. Задание на выпускную работу	1 стр.
3. Оглавление	1 стр.
4. Техническое задание на проектирование самолёта	3...5 стр.
5. Введение	2...3 стр.
6. Обзор статистических данных	1...2 стр.
7. Выбор схемы, расчет взлетной массы и геометрических параметров самолета	8...10 стр.
8. Расчет центровки самолета	5...6 стр.
9. Аэродинамический расчет	8...10 стр.
10. Расчет на прочность	10...12 стр.
11. Обоснование выбора материала и технологии изготовления деталей	4...6 стр.
12. Охрана труда и окружающей среды	8...10 стр.
13. Организационно-экономическая часть	8...10 стр.
14. Выводы	1...2 стр.
15. Список использованной литературы	1 стр.
ИТОГО	60...70 стр.
II. Графическая часть выпускной работы:	
1. Общий вид самолета с элементами компоновки	2 л.
2. Теоретический чертеж агрегата	1 л.
3. Сборочный чертеж	2...3 л.
4. Детализовка	1 л.
ИТОГО	6...7 л.

2. "ВЫБОР СХЕМЫ, ОПРЕДЕЛЕНИЕ ВЗЛЕТНОЙ МАССЫ И ГЕОМЕТРИЧЕСКИХ ПАРАМЕТРОВ САМОЛЁТА".

Исходным данным для проектирования самолета является проект «Технического задания», который разрабатывается каждым студентом.

Техническое задание должно содержать следующие разделы:

- I. Назначение самолета.
- II. Общие требования.
- III. Ожидаемые условия эксплуатации.
- IV. Требования к техническим характеристикам.
- V. Требования к конструкции самолета (агрегата).

1. ВЫБОР ОБЩЕЙ СХЕМЫ САМОЛЁТА

2.1. Выбор аэродинамической схемы.

Под аэродинамической схемой самолета понимают некоторую систему его несущих поверхностей. Эта система может характеризоваться как взаимным расположением несущих поверхностей, так и их относительными размерами и формами. В системе несущих поверхностей имеются главные поверхности - крылья, создающие основную долю аэродинамической подъемной силы, и вспомогательные поверхности - горизонтальное (ГО) и вертикальное (ВО) оперение, предназначенные для стабилизации самолета и управления его полетом.

В зависимости от расположения вспомогательных поверхностей относительно крыла различают аэродинамические схемы:

- "нормальная схема", если ГО располагается сзади крыла;
- "схема утка", если ГО расположено впереди крыла;
- "схема бесхвостка" (летающее крыло), если аэродинамическая схема состоит только из одной несущей поверхности.

При выборе одной из трех аэродинамических схем следует иметь в виду, что из-за затруднения в получении больших значений приращения подъемной силы от механизации крыла - ΔC_y , самолеты схемы "утка" и "бесхвостка" при взлете и посадке вынуждены выходить на большие углы атаки - α . Конструктивно это делает невозможным или затруднительным применение на таких самолетах стреловидных крыльев большого удлинения, так как применение таких крыльев и больших углов атаки связано с очень большой высотой опор шасси. В следствии этого для скоростных самолетов в схемах "утка" и "бесхвостка" могут использоваться только крылья малого удлинения треугольной, готической, оживальной или серповидной форм в плане. Из-за малого удлинения такие крылья имеют малое аэродинамическое качество на дозвуковых режимах полета.

Кроме того, на дозвуковых режимах, самолеты указанных схем не обладают достаточной устойчивостью и управляемостью.

Эти соображения определяют целесообразность использования схем "утка" и "бесхвостка" для самолетов, у которых основным режимом полета является полет на сверхзвуковой скорости.

Поэтому, "нормальная" (классическая) схема стала наиболее целесообразна для дозвуковых самолетов.

2.2. Выбор схемы самолета по отдельным ее признакам.

а) Расположение крыла относительно фюзеляжа.

Взаимное расположение крыла и фюзеляжа оказывает существенное влияние на аэродинамические, массовые и эксплуатационные характеристики самолета в целом. По взаимному расположению крыла и фюзеляжа различают схемы самолетов: "высокоплан", "среднеплан" и "низкоплан". С точки зрения аэродинамики, наименьшим сопротивлением интерференции, обусловленным взаимным влиянием крыла и фюзеляжа, обладает схема "среднеплан". Однако, у пассажирских и транспортных

самолетов эта схема практически не применяется, так как центроплан, проходя в середине фюзеляжа, мешает созданию единой пассажирской или грузовой кабины.

К преимуществам схемы с высоким расположением крыла относятся:

- меньшее (на 3...5%), по сравнению с низкопланом аэродинамическое сопротивление интерференции;
- уменьшение расстояния от фюзеляжа до земли, что создает ряд эксплуатационных удобств;
- снижение вероятности выхода из строя двигателей, расположенных на крыле, в результате попадания твердых частиц с ВПП при взлете и посадке.

На военно-транспортных самолетах высокое расположение крыла является наиболее приемлемым с эксплуатационной точки зрения. Оно дает возможность существенно уменьшить расстояние от пола грузовой кабины до земли и обеспечить погрузку и выгрузку.

Однако, по абсолютной величине экономичность эксплуатации самолета высокоплана в большинстве случаев получается несколько хуже, чем низкоплана, за счет весовых потерь.

Эти потери объясняются следующими причинами:

- на самолете высокоплане приходится специально усиливать нижнюю часть фюзеляжа на случай аварийной посадки при не выпущенных шасси;
- увеличивается масса силовых элементов (шпангоутов) фюзеляжа, воспринимающих нагрузки от крыла и шасси, если основные стойки крепятся к фюзеляжу;
- на 30...40% увеличивается потребная площадь вертикального оперения в связи с ухудшением боковой устойчивости и управляемости самолета-высокоплана на больших углах атаки, когда оперение попадает в спутную струю от крыла.

В сумме масса конструкции самолета-высокоплана увеличивается на 2,5...4% от взлетной массы.

При окончательном решении вопроса о расположении крыла по высоте фюзеляжа нужно учитывать, таким образом, ряд противоречивых факторов: высокоплан имеет лучшие аэродинамические и эксплуатационные характеристики, но уступает низкоплану по массе конструкции планера.

б) Расположение оперения.

На самолетах "нормальной" аэродинамической схемы наиболее распространенной являются схемы с "обычным" (ГО крепится к фюзеляжу) или "Т-образным" (ГО установлено на киле) хвостовым оперением. Она обеспечивает конструктивную простоту и жесткость. Значительное влияние на выбор схемы оперения оказывает расположение двигателей на самолете. С точки зрения аэродинамики, поверхности

хвостового оперения не должны попадать в зону реактивной струи двигателей и спутную струю от крыла. Предполагая расширение струи от двигателей в конусе с углом $10...15^\circ$, можно определить зону "запрета" для оперения. Одной из задач аэродинамической компоновки самолета нормальной схемы является выбор положения горизонтального оперения по высоте.

Для дозвуковых самолетов с относительно небольшими скоростями полета и сравнительно длинным плечом $L_{го} = (2,6...3,2)$, можно рекомендовать устанавливать ГО с выносом вверх от строительной горизонтали на величину $h_{го} = (0,15...0,2)b_b$ (b_b - величина бортовой хорды). На самолетах, у которых двигатели расположены в хвостовой части фюзеляжа, применяется "Т-образное" оперение.

В этом случае потребная площадь ГО, несколько уменьшается, за счет увеличения плеча ГО.

2.3.Определение взлетной массы в первом приближении

Взлетная масса самолета представляет собой сумму:

$$m_0 = m_{кон} + m_{cy} + m_{об.упр} + m_T + m_{кн} + m_{сл.н}; \quad (1)$$

Где соответственно массы: конструкции планера, силовой установки, оборудования и управления, топлива, коммерческой нагрузки и служебной нагрузки.

Разделив обе части уравнения на взлетную массу получим уравнение баланса масс в виде:

$$1 = \bar{m}_{кон} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T + \frac{m_{кн} + m_{сл.н}}{m_0}; \quad (2)$$

Если принять относительные массы ($m_{кон}$, m_{cy} , $m_{об.упр}$) = const по статистике, а относительную массу топлива определить в зависимости от расчетной дальности и крейсерской скорости по формулам:

$$\bar{m}_T = 1 - 0,96 \cdot e^{-\frac{c_e \cdot L_p}{V_p K_{кр}}} \quad - \text{ для самолетов с ДТРД}$$

$$\bar{m}_T = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot c_e}{270 \cdot \eta_g \cdot K_{кр}} \quad - \text{ для самолетов с ТВД}$$

где: c_e – удельный расход топлива двигателя;

$c_e = 0,32...0,34$ для силовых установок с ТВД;

$c_e = 0,54...0,56$ для силовых установок с ТВлД (ДТРД);

$K_{кр}$ – аэродинамическое качество в крейсерском режиме полета.

$$K_{кр} = 0,94 \cdot K_{max}$$

$$V_p - \text{среднерейсовая скорость полета} \quad V_p = \frac{L_p \cdot V_{кр}}{L_p + \Delta t \cdot V_{кр}};$$

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-5} \cdot L_p + 0,1313 \quad \text{при } L_p \leq 3500 \text{ км}$$

$$\Delta t = 7,7 \cdot 10^{-6} \cdot L_p + 0,373 \quad \text{при } L_p > 3500 \text{ км}$$

$\eta_b = (0,6 \dots 0,8)$ – к.п.д. воздушного винта на режиме крейсерского полета

то получим уравнение взлетной массы проектируемого самолета в первом приближении:

$$m_0^I = \frac{m_{\text{кн}} + m_{\text{сл.н}}}{1 - (\bar{m}_{\text{кон}} + \bar{m}_{\text{су}} + \bar{m}_{\text{об.упр}} + \bar{m}_{\text{т}})}; \quad (3)$$

Для звуковых самолетов можно принять следующие статистические данные:

класс	m_0	$\bar{m}_{\text{кон}}$	$\bar{m}_{\text{об.упр}}$	$\bar{m}_{\text{су}}$
Легкие	до 10	0,28... 0,30	0,1...0,12	0,1...0,12
Средние	10...160	0,26..0,28	0,1..0,08	0,08..0,1
Тяжелые	200..400	0,24..0,26	0,06..0,08	0,08..0,1

Масса снаряжения и служебной нагрузки включает экипаж, продукты питания, напитки, расходуемые в полете технические жидкости и вода, спасательное оборудование, контейнеры для багажа, почты и т.п.

В первом приближении для среднего магистрального пассажирского самолета можно записать:

$$m_{\text{сл.н}} = 80 \cdot N_{\text{эк}} + 1,6 \cdot N_n; \quad (\text{кг})$$

где: $N_{\text{эк}}$ - количество членов экипажа;

N_n - число пассажиров

$$N_{\text{эк}} = N_{\text{лпс}} + N_{\text{бп}} + 1$$

$N_{\text{лпс}} = (2 \dots 3)$ чел. - летно-подъемный состав ;

$$N_{\text{бп}} - \text{количество бортпроводниц.} \quad N = \frac{N_n}{40}$$

Коммерческую нагрузку пассажирского самолета в первом приближении можно определить следующей зависимостью:

$$m_{\text{кн}} = 1,25 \cdot (75 + 20) \cdot N_n; \quad (\text{кг})$$

2.4.Определение геометрических размеров основных сборочных единиц

Выбор параметров крыла

Основными параметрами крыла являются: площадь – $S_{\text{кр}}$, удлинение – $\lambda_{\text{кр}}$, размах – $l_{\text{кр}}$, стреловидность – $\chi_{1/4}$, сужение – $\eta_{\text{кр}}$, средняя относительная толщина – $c_{\text{ср}}$.

Площадь крыла можно определить по формуле:

$$S_{\text{кр}} = \frac{m_0}{\rho_0};$$

где: m_0 - взлетная масса самолета;

p_0 - удельная нагрузки на 1 м^2 крыла при взлете. В первом приближении p_0 либо выбирается из статистики, либо может быть рассчитана из выражения:

$$p_0 = 10^3 \sqrt[3]{m_0};$$

На основании анализа статистических данных самолетов прототипов необходимо выбрать: $\lambda_{кр}$; $\eta_{кр}$; $\chi_{1/4}^0$

Тогда для крыла проектируемого самолета можно определить размах крыла: $L_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр} \cdot S_{кр}} L_{кр}$;

концевая хорда: $b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр})}$;

корневая хорда: $b_0 = \eta_{кр} \cdot b_{кц}$;

На крыльях современных самолетов применяется механизация по передней (предкрылки) и задней (закрылки) кромкам. Предкрылки могут составлять до 80% размаха крыла $L_{пр} \leq 0,8 \cdot L_{кр}$; Закрылки выполняются до 65...70% размаха крыла $L_{зк} = 0,65 \cdot L_{кр}$;

Для выдвижных закрылков относительная хорда составляет 30...35% хорды крыла $b_{зк} = (0,3...0,35) \cdot b_{кр}$

Площадь элеронов обычно составляет 5...7% площади крыла

$$S_{эл} = (0,05...0,07) \cdot S_{кр}$$

Размах элеронов определяет выбранное значение размаха закрылков :

$$L_{эл} = (0,25...0,3) \cdot L_{кр}$$

Хорда элеронов составляет 20...25% хорды крыла

$$b_{эл} = (0,2...0,25) \cdot b_{кр}$$

Определение геометрических параметров составного крыла, состоящего из двух трапеций

Исходные данные:

1. Потребная площадь крыла – $S_{кр}$;
2. Удлинение основной трапеции – $\lambda_{кр}^{o.m}$; (8....9)
3. Сужение основной трапеции – $\eta_{кр}^{o.m}$; (4....5,5)
4. Относительный размах излома – $\bar{l}_u = \frac{l_u}{l_{кр}}$;
5. Сужение корневой части – $\eta_1 = \frac{b_0}{b_u}$; (1,7....2)
6. Стреловидность по передней кромке – $\chi_{нк} = (25...35)^0$

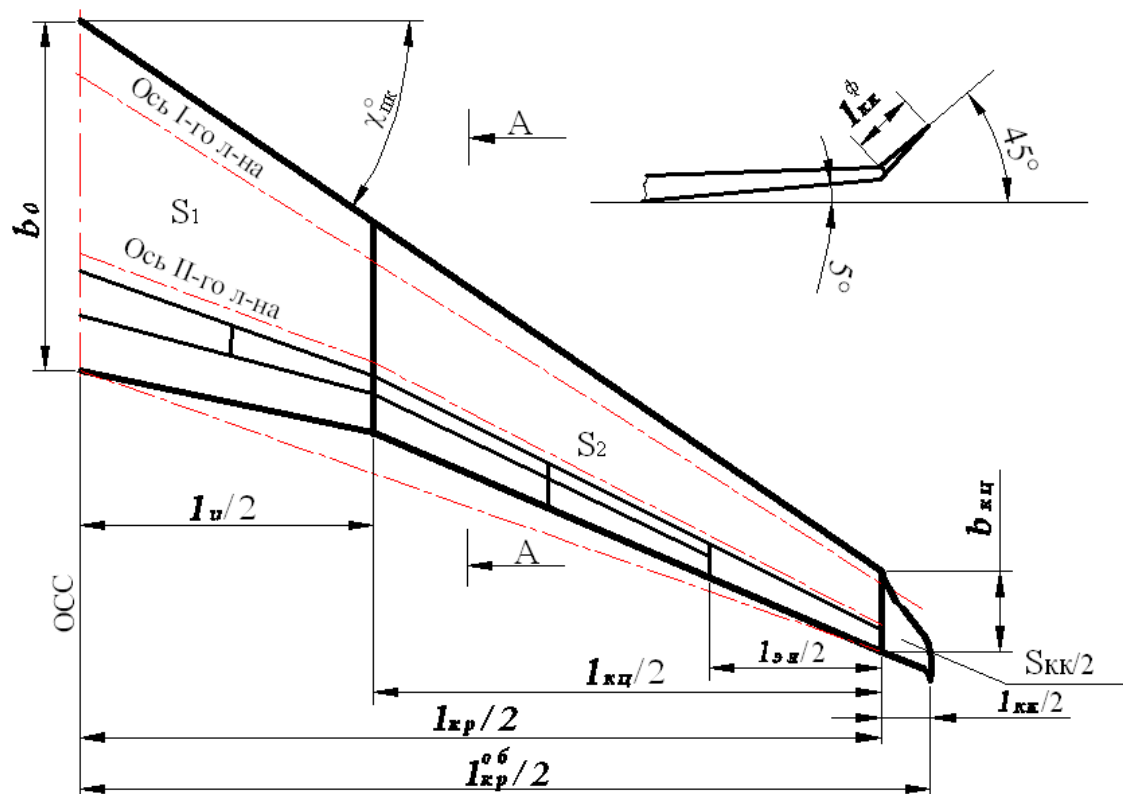


Рис. 1. Вид крыла в плане

1. Размах крыла по основной трапеции

$$l_{кр} = \sqrt{\lambda_{кр}^{o.m} \cdot S_{кр}^{o.m}};$$

где $S_{кр}^{o.t} = (1,08...1,2)S_{кр}$;

2. Концевая хорда

$$b_{кц} = \frac{2 \cdot S_{кр}^{o.m}}{l_{кр} \cdot (1 + \eta_{кр}^{o.m})};$$

3. Корневая хорда

$$b_0 = \eta \cdot b_{кц}$$

4. Размах до излома

$$l_u = 0,4 \cdot l_{кр}$$

5. Размах концевой части

$$l_{кц} = l_{кр} - l_u$$

6. Хорда излома

$$b_u = \frac{b_0}{\eta_1}$$

7. Площадь крыла до излома

$$S_1 = \frac{b_0 + b_u}{2} \cdot \frac{l_u}{2}$$

8. Площадь концевой части

$$S_2 = \frac{b_u + b_{кц}}{2} \cdot \frac{l_{кц}}{2}$$

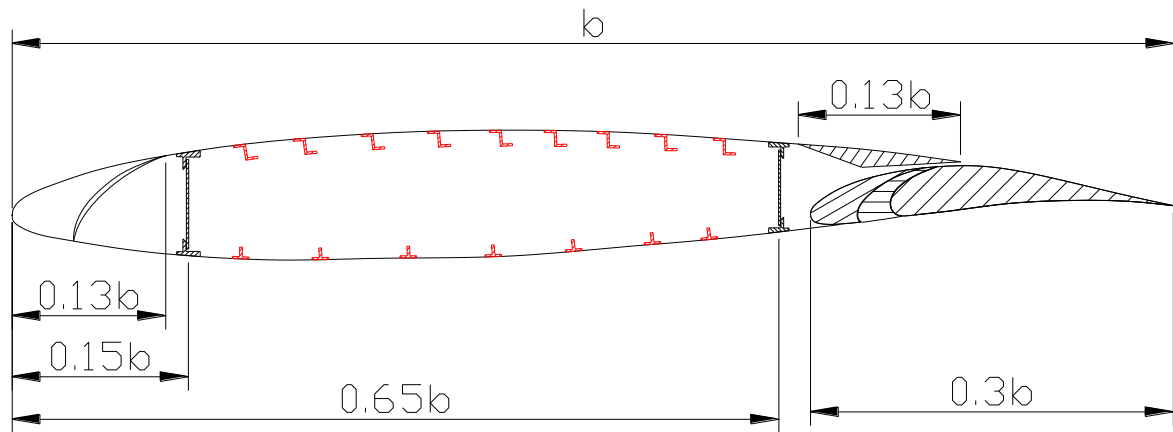


Рис. 2. Расположение элементов крыла в сечении

9. Фактическая площадь крыла

$$S_{кр}^{\phi} = 2(S_1 + S_2)$$

При $S_{кр}^{\phi} > S_{кр}^{o.m}$ необходимо откорректировать $S_{кр}^{o.m}$

10. Фактическое удлинение крыла

$$\lambda_{кр}^{\phi} = \frac{l_{кр}^2}{S_{кр}^{\phi}}$$

11. Размах концевых крылошек

$$l_{кк} = 0,06 \cdot l_{кр}$$

12. Фактический размах концевой крылошки

$$l_{кк}^{\phi} = \frac{l_{кк}}{2 \cdot \cos \psi}$$

где: ψ – угол поперечного – V концевых крылошек

13. Площадь концевых крылошек

$$S_{кк} \approx 2 \left(\frac{b_{кц}}{2} \cdot l_{кк}^{\phi} \right) = b_{кц} \cdot b_{кк}^{\phi}$$

14. Общая площадь крыла

$$S_{кр}^{\Sigma} = S_{кр}^{\phi} + S_{кк}$$

15. Общее удлинение крыла с учетом концевых крылошек

$$\lambda_{кр}^{o\phi} = \frac{(l_{кр} + l_{кк})^2}{S_{кр}^{\Sigma}}$$

16. Относительная толщина корневого (бортового) профиля: $\bar{c}_0 = 0,13$

17. Относительная толщина профиля по излому: $\bar{c}_u = 0,11$

18. Относительная толщина концевой профиля: $\bar{c}_{кц} = 0,09$

19. Относительный размах закрылков: $\bar{l}_{зк} \approx 0,72$

20. Относительный размах элеронов: $\bar{l}_{эл} \approx 0,22$

21. Определение средней аэродинамической хорды (САХ) и его положения для составного крыла (рис. 3):

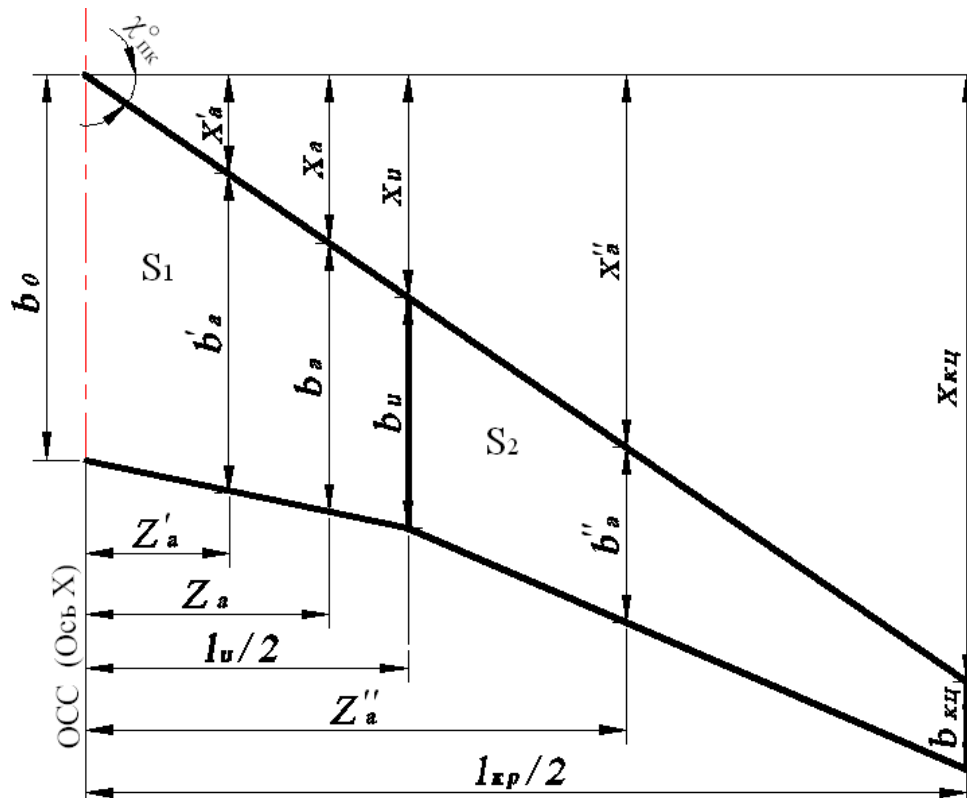


Рис. 3. К определению САХ составного крыла

САХ составного крыла:

$$b_a = \frac{b'_a \cdot S_1 + b''_a \cdot S_2}{S_1 + S_2};$$

$$\text{где: } b'_a = \frac{2}{3} b_0 \cdot \frac{1 + \eta_1 + \eta_1^2}{\eta_1(1 + \eta_1)}; \quad b''_a = \frac{2}{3} b_u \cdot \frac{1 + \eta_2 + \eta_2^2}{\eta_2(1 + \eta_2)};$$

Координата начала САХ по оси X:

$$x_a = \frac{x'_a \cdot S_1 + (x_u + x''_a) \cdot S_2}{S_1 + S_2};$$

$$\text{где } x'_a = \frac{x_u}{3} \frac{(\eta_1 + 2)}{(\eta_1 + 1)}; \quad x''_a = \frac{x_{кц}}{3} \frac{(\eta_2 + 2)}{(\eta_2 + 1)}; \quad x_u = \frac{l_u}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{нк}^o;$$

$$x_{кц} = \frac{l_{кр}}{2} \cdot \operatorname{tg} \chi_{нк}^o; \quad \eta_2 = \frac{b_u}{b_{кц}} = \frac{b_0 / \eta_1}{b_0 / \eta_{o.m}} = \frac{\eta_{o.m}}{\eta_1};$$

Координата САХ составного крыла по оси Z;

$$Z_a = \frac{x_a}{\operatorname{tg} \chi_{нк}^o}$$

Выбор параметров фюзеляжа первого приближения

Определение длины и диаметра фюзеляжа пассажирского самолета.

При проектировании пассажирских самолетов длина фюзеляжа определяется, прежде всего, из условия размещения заданного количества пассажиров и следующими условиями:

1. Расстояние или шаг между рядами сидений (t)
 в I классе 960...1080 мм;
 во II классе 840...870 мм;
 в III классе 750...810 мм.
2. Первый ряд сидений должен размещаться не ближе чем на 1020...1200 мм от передней перегородки кабины (Рис.4).
3. При проектировании длинных пассажирских кабин следует разбивать кабину на несколько салонов, чтобы исключить эффект туннельности.
4. Для возможности отклонения спинки сидения на максимально допустимый угол между верхом спинки сидения заднего ряда и плоскостью задней перегородки расстояние должно быть не менее 200 мм.

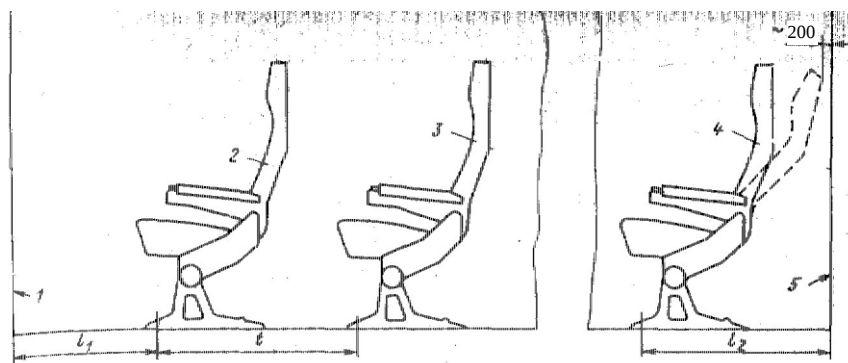


Рис.4. Схема установки пассажирских сидений относительно передней и задней перегородок кабины:

1 – передняя стенка пассажирской кабины; 2 – передний ряд сидений; 3 – второй ряд сидений; 4 – последний ряд сидений; 5 – задняя стенка пассажирской кабины.

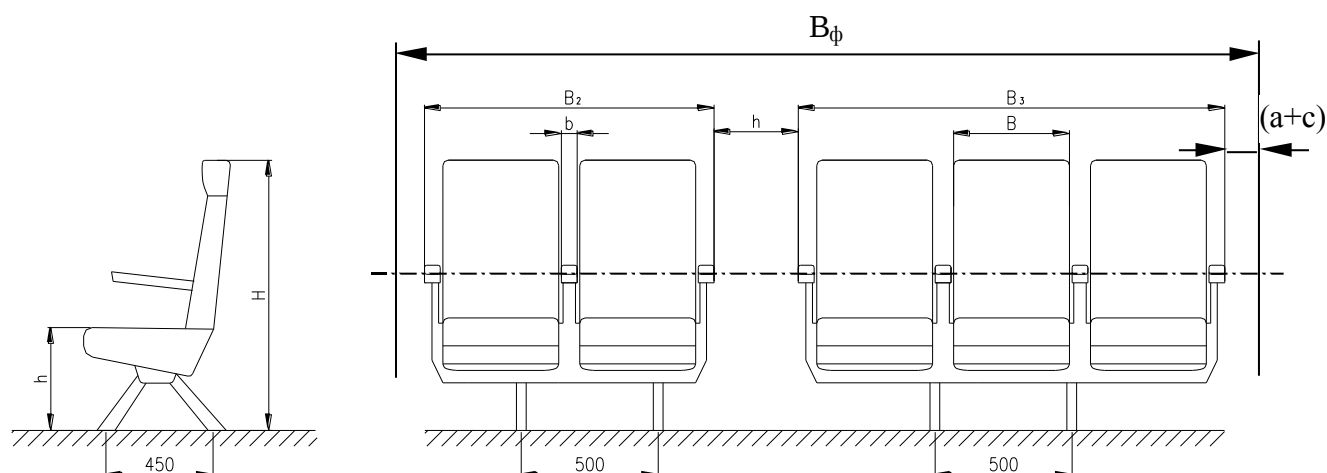


Рис.5. Основные размеры пассажирских сидений.

При проектировании самолета следует помнить, что площадь миделевого сечения фюзеляжа должна быть минимальной (при выполнении важнейших требований, предъявляемых к компоновке самолета).

Благодаря уменьшению миделевого сечения уменьшаются силы аэродинамического сопротивления фюзеляжа ($X = c_{xф} \cdot S_m \cdot q$) и повышается аэродинамическое качество. Для пассажирских самолетов площадь миделевого сечения определяется через ширину фюзеляжа из условия размещения заданного количества кресел в ряду (Рис.5).

$B_{\phi} = B \cdot n_1 + b \cdot n_2 + h \cdot n_3 + 2 \cdot (a + c)$ - максимальная ширина фюзеляжа

B - ширина кресла;

n_1 - количество кресел в ряду;

b - ширина одного подлокотника кресла;

n_2 - количество подлокотников в ряду;

h - ширина прохода:

при $N_{\text{пасс}} < 300$ $h = 510$ мм, при $N_{\text{пасс}} \geq 300$ $h = 650$ мм;

n_3 - количество проходов;

a - толщина стенок (ширина шпангоута с отделкой салона);

c - зазор до стенки.

Классы пассажирских кресел	Ширина кресла B , мм	Ширина одного подлокотника кресла b , мм	Размер $(a+c)$, мм
I	500	70	120...150
II-III	440	50	

Если сечение фюзеляжа принимается круглой формы, то

$$D_{\phi} = B_{\phi};$$

Длину фюзеляжа в первом приближении можно определить зависимостью:

$$L_{\phi} = D_{\phi,э} \cdot \lambda_{\phi};$$

λ_{ϕ} - удлинение фюзеляжа. Значения удлинений фюзеляжа даны в таблице 2.

Таблица 2. Статистические значения удлинений фюзеляжа и его частей.

Удлинение	Дозвуковые самолеты ($M \leq 0,7$)			Околозвуковые самолеты ($M \leq 0,9$)	Сверхзвуковые самолеты	
	легкие	Пассажирские и транспортные для местных авиалиний.	Средние магистральные пассажирские и тяжелые транспортные	Тяжелые пассажирские, большой дальности	Легкие (истребители)	Тяжелые (военные и пассажирские)
λ_{ϕ}	6...7	7...8	8...9	10...12	7...10	16...20
$\lambda_{\text{н.ч.}}$	1,2...1,5			1,7...2,0	4...5	5...6
$\lambda_{\text{хв.ч.}}$	2,0...2,5			3,0...3,2	1,5...5	5...7

Определение параметров фюзеляжа грузового самолета.

Потребный объем грузового отсека фюзеляжа определяется в зависимости от объемно-весовых характеристик перевозимых грузов

$$V_{\text{з.от}} = \mu_{\text{зр}} \cdot m_{\text{кн}}$$

где: $\mu_{\text{зр}}$ - коэффициент удельной погрузочной кубатуры (удельной грузоместимости) груза, т.е. потребный объем для размещения 1 т груза.

При проектировании универсальных грузовых самолетов можно принять:

$$\mu_{\text{зр}} = (5 \dots 6) \text{ м}^3/\text{т}.$$

При проектировании специализированных грузовых самолетов, рассчитанных для перевозки грузов в стандартных контейнерах можно принять:

$$\mu_{\text{зр}} = (3,8 \dots 4) \text{ м}^3/\text{т}.$$

При проектировании специализированных грузовых самолетов, для бестарной перевозки насыпных - сыпучих грузов необходимо принять:

$$\mu_{\text{зр}} = (1,8 \dots 2,2) \text{ м}^3/\text{т}.$$

При проектировании специализированных грузовых самолетов – танкеров потребный объем цистерн необходимо определяют из условия:

$$\mu_{\text{зр}} = (1,1 \dots 1,25) \text{ м}^3/\text{т}.$$

Стандартные контейнеры, используемые на воздушном, морском и наземном видах транспорта имеют следующие характеристики.

Тип контейнера	1A	1B	1C	1D
Масса брутто (кг)	20412	15876	11340	5670
Внешние размеры [мм]				
высота	2438	2438	2438	2438
ширина	12192	9125	6055	2990
длина				
Внутренние размеры				
высота	2197	2197	2197	2197
ширина	2299	2299	2299	2299
длина	11998	8931	5867	2802
Коэффициент удельной погрузочной кубатуры				
$\mu_{\text{кг min}}$ [м ³ /т]	3,55	3,416	3,174	3,134

Фактический объем фюзеляжа по внешнему контуру - $V_{\text{ф}}$ может быть определен в результате объемной компоновки методом последовательных приближений.

В первом приближении:

$$V_{\phi} = \frac{V_{z.om}}{k_{исп}}$$

где $k_{исп}$ – коэффициент использования объема фюзеляжа.

$$k_{исп} = (0,64 \dots 0,72)$$

С другой стороны объем фюзеляжа по внешнему контуру может быть выражен зависимостью:

$$V_{\phi} = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot (d_{\phi}^{эк})^2}{4} \cdot l_{\phi}$$

где $k_{\phi} = (0,76 \dots 0,8)$ – коэффициент формы фюзеляжа;

$d_{\phi}^{эк}$ – эквивалентный диаметр фюзеляжа;

l_{ϕ} – длина фюзеляжа.

Выразим длину фюзеляжа через его удлинение ($l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}^{эк}$)

Если приравнять представленные для (V_{ϕ}) выражения, то получим следующую формулу для определения эквивалентного диаметра фюзеляжа проектируемого грузового самолета.

$$\text{из: } \frac{V_{z.om}}{k_{исп}} = k_{\phi} \cdot \frac{\pi \cdot \lambda_{\phi} \cdot (d_{\phi}^{эк})^3}{4}; \text{ следует } d_{\phi}^{эк} = \sqrt[3]{\frac{4 \cdot V_{z.om}}{k_{исп} \cdot k_{\phi} \cdot \pi \cdot \lambda_{\phi}}}$$

если учесть, что $V_{z.om} = \mu_{зр} \cdot m_{кн}$, то получим следующее выражение:

$$d_{\phi}^{эк} = 1,084 \cdot \sqrt[3]{\frac{\mu_{зр} \cdot m_{кн}}{k_{исп} \cdot k_{\phi} \cdot \lambda_{\phi}}};$$

таблица 3. Статистические значения удлинений фюзеляжа и его частей дозвуковых самолетов

Удлинение	Самолеты МВЛ	Средние магистральные самолеты	Околозвуковые магистральные самолеты
λ_{ϕ}	7...8	8...10	10...12
$\lambda_{нч}$	1,2...1,6	1,4...1,6	1,8...2
$\lambda_{хв.ч}$	2...2,5	2,5...3	3...3,5

При значениях: $k_{исп} \approx 0,68$; $k_{\phi} = 0,78$; $\lambda_{\phi} = 10$ выражение для определения эквивалентного диаметра фюзеляжа имеет следующий вид:

$$d_{\phi}^{эк} = 0,6216 \cdot \sqrt[3]{\mu_{зр} \cdot m_{кн}}$$

Длина фюзеляжа, при выбранном значении удлинения определяется как:

$$l_{\phi} = \lambda_{\phi} \cdot d_{\phi}^{эк}$$

Далее выполняется объемная компоновка в определенном масштабе, и уточняются геометрические размеры фюзеляжа.

При проектировании специальных грузовых самолетов рекомендуется использовать специальное сечение, получаемое методом сопряженных радиусов.

Выбор параметров оперения

В первом приближении площади горизонтального и вертикального оперения можно определить из следующих выражений:

$$S_{ГО} = \frac{A_{ГО} \cdot S_{кр} \cdot b_a}{L_{ГО}}; \quad S_{ВО} = \frac{A_{ВО} \cdot S_{кр} \cdot \lambda_{кр}}{L_{ВО}};$$

Где: $A_{ГО}$ и $A_{ВО}$ - коэффициенты статических моментов ГО и ВО;

$L_{ГО}$; $L_{ВО}$ - плечи ГО и ВО;

b_a - средняя аэродинамическая хорда крыла

$$b_a = \frac{2}{3} \cdot b_0 \cdot \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta \cdot (1 + \eta)}$$

Значения $A_{ГО}$ и $A_{ВО}$, $L_{ГО} \approx L_{ВО}$ можно выбрать из таблицы 4.

Таблица 4

Тип самолета	$A_{ГО}$	$A_{ВО}$	$\bar{L}_{ГО} \approx \bar{L}_{ВО} = \frac{L_{ГО}^{ВО}}{L_{ВО}}$
Магистральные с ТВД	0,8...1,1	0,05...0,08	2...3
Магистральные с ДТРД	0,65...0,8	0,08...0,12	2,5...3,5
Тяжелые с прям. крылом	0,45...0,55	0,05...0,09	2...3
Тяжелые со стреловидным крылом	0,5...0,6	0,06...0,1	2,5...3,5
Скоростные маневренные самолеты	0,4...0,5	0,05...0,08	1,5...2

Для современных самолетов значения площади рулевых поверхностей лежит в пределах 20...30% площади оперения:

$$S_p = (0,2...0,3) \cdot S_{оп};$$

Стреловидность оперения превышает угол стреловидности крыла на 3° . На основании анализа статистических данных выбираются значения удлинения и сужения ГО и ВО. Размах $L_{ГО} / L_{ВО}$, концевая $b_{кц}$ и корневая b_0 хорды для ГО и ВО определяются по формулам, аналогичным для крыла. Площади триммеров с сервоулями обычно составляют 6...10% площади рулевых поверхностей:

$$S_{тр} = (0,06...0,1) \cdot S_p;$$

3. " РАСЧЕТ УДЕЛЬНОЙ НАГРУЗКИ НА КРЫЛО И СТАРТОВОЙ ТЯГОВООРУЖЕННОСТИ (ЭНЕРГОВООРУЖЕННОСТИ) САМОЛЕТА".

3.1. Исходным данным для проектируемого самолета являются прежде всего тактико-технические требования заказчика. Применительно к гражданскому самолету это могут быть:

$N_{п\max}$ - максимальная пассажировместимость
 $t_{кр}$ - класс компоновки салонов /шаг кресел/
 $m_{кн.\max}$ - максимальная коммерческая нагрузка
 L_p - расчетная дальность полета
 $L_{ВПП}$ - класс аэродрома базирования или располагаемая длина ВПП
 $V_{з.п}$ - скорость захода на посадку
 T_c - ресурс планера, несъемного оборудования
 $V_{кр}$ - крейсерская скорость полета.

Кроме того исходным данным для проектирования являются ограничения на результаты проектирования - требования норм летной годности (НЛГС) и физические ограничения. Одним из основных требований НЛГС, является требование к взлету с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$\begin{aligned}
 \eta_{пн} &\geq 0,024 \quad \text{при } n_{дв} = 2 \\
 \eta_{пн} &\geq 0,027 \quad \text{при } n_{дв} = 3 \\
 \eta_{пн} &\geq 0,03 \quad \text{при } n_{дв} = 4
 \end{aligned}$$

где $\eta_{пн} = \operatorname{tg} \theta_n$ - полный градиент набора высоты

θ_n - угол набора высоты (механизация во взлетном положении, шасси убрано)

Кроме того в НЛГС рассматриваются следующие условия:

- а) $V_{отр} \geq 1,1 \cdot V_{\min.взл}$ - для 2^x и 3^x двиг. самолетов
- б) $V_{отр} \geq 1,07 \cdot V_{\min.взл}$ - для 4^x двиг. самолетов
- г) $V_2 \geq 1,2 \cdot V_{\min.взл}$ - для 2^x и 3^x двиг. самолетов
- д) $V_2 \geq 1,5 \cdot V_{\min.взл}$ - для 4^x двиг. самолетов

где: $V_{\min.взл}$ - скорость, при котором подъемная сила крыла равна весу самолета

$$Y_{кр} = c_{y\max.взл} \cdot \frac{\rho_0 V_{\min.взл}^2}{2} \cdot S_{кр} = m_0; \text{ откуда } V_{\min.взл} = \sqrt{\frac{2 \cdot m_0}{c_{y\max.взл} \cdot \rho_0 \cdot S_{кр}}};$$

V_2 - скорость самолета в начале первого этапа взлета - $H=10,7$ м

3.2. Определение удельной нагрузки на крыла при взлете

3.2.1. Удельная нагрузка на 1 м^2 крыла при взлете в первую очереди определяется из условия обеспечения заданной скорости захода на посадку:

$$p_0^I = \frac{c_{y\max.пос} \cdot V_{зп}^2}{30,2 \cdot (1 - \bar{m}_{т.р})}$$

где: $c_{y\max.пос} = 2,2 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев со щелевым закрылком без предкрылка.

$c_{y\max.пос} = 2,6 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев имеющих 2^x щелевой закрылок или одно щелевой закрылок с предкрылком.

$c_{y\max.пос} = 3,2 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев имеющих предкрылок и 3^x щелевой закрылок.

$\bar{m}_{т.р}$ – относительная масса расходуемого в полете топлива (см. страницы 32, 33).

3.2.2. Кроме того, удельная нагрузка на крыло определяются из условия обеспечения заданной крейсерской скорости полета, исходя из стандартного выражения: $p=c_y \cdot q$

$$p_0^{\text{II}} = \frac{1}{(1 - 0,6 \cdot \bar{m}_T)} \cdot c_{y_{кр}} \cdot \frac{\rho_H \cdot V_{кр}^2}{2}$$

$C_{y_{кр}} = 0,71 \cdot C_{y_{K_{max}}}$ - коэфф-т подъемной силы в крейсерском режим полета.

$C_{y_{K_{max}}} = 0,55 \dots 0,65$ - коэфф-т подъемной силы соответствующие максимальному аэродинамическому качеству.

Если принять $C_{y_{K_{max}}} = 0,6$;

$$C_{y_{кр}} = 0,71 \cdot 0,6 = 0,42;$$

$$\rho_H = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} \quad \text{- плотность воздуха на}$$

расчетной высоте - H_p (км);

$V_{кр}$ - крейсерская скорость на расчетной высоте (м/с).

В качестве расчетного, выбирается меньшее из двух выше рассчитанных нагрузок на крыло:

$$p_0 = \min \left\{ \begin{matrix} p_0^{\text{I}} \\ p_0^{\text{II}} \end{matrix} \right\};$$

3.3. Определение стартовой тяговооруженности самолетов с двухконтурными турбореактивными двигателями (ДТРД).

3.3.1. Стартовая тяговооруженность проектируемого самолета, прежде всего, определяется из условия обеспечения взлета с одним отказавшим в момент отрыва двигателем, зависимостью:

$$\bar{P}_0^{\text{I}} = 1,5 \cdot \left(\frac{n_{\text{дв}}}{n_{\text{дв}} - 1} \right) \cdot \left(\frac{1}{K_{\text{наб}}} + \eta_H \right);$$

где: $K_{\text{наб}}$ – аэродинамическое качество самолета при наборе берется из статистики ($K_{\text{наб}} = 11 \dots 14$).

3.3.2. Стартовая тяговооруженность, при известном значении p_0 определяется из условия обеспечения заданной длины разбега т.е класса аэродрома базирования:

$$\bar{P}_0^{\text{II}} = 1,05 \left[\frac{1,2 \cdot p_0}{c_{y_{\text{max.взл}}} \cdot L_{\text{разб}}} + \frac{1}{2} \left(3 \cdot f_{\text{разб}} + \frac{1}{K_{\text{разб}}} \right) \right]$$

$C_{y_{\max \text{ взл}}} = 1,8 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев со слабой механизацией;

$C_{y_{\max \text{ взл}}} = 2,2 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев с 2^х щелевым закрылком, или имеющим предкрылок и одно щелевой закрылок;

$C_{y_{\max \text{ взл}}} = 2,6 \cdot \cos \chi^\circ$ - для крыльев с 3^х щелевыми закрылками и предкрылком;

$f_{\text{разб}} = 0,02$ - сухое бетонное покрытие

$f_{\text{разб}} = 0,03$ - мокрое бетонное покрытие

$f_{\text{разб}} = 0,07$ - твердое грунтовое покрытие

$L_{\text{разб}} = 0,67 \cdot L_{\text{ВПП}}$ - длина разбега или $L_{\text{разб}} = L_{\text{ВПП}} - 0,25 \cdot V_{\text{отр}}^2$ [1, стр. 531]

$L_{\text{ВПП}}$ - длина взлетно-посадочной полосы в соответствии с классом аэродрома базирования

$K_{\text{разб}} = 9 \dots 11$ - аэродинамическое качество самолета на разбеге

В качестве расчетного выбирается большее из двух рассчитанных тяговооруженностей:

$$\bar{P}_0 = \max \left\{ \begin{matrix} \bar{P}_0^I \\ \bar{P}_0^{II} \end{matrix} \right\};$$

Стартовую тягу одного двигателя можно определить по формуле:

$$P_{0i} = \frac{\bar{P}_0 \cdot m_0}{n_{\text{дв}}}, [\text{т.с.}];$$

где: $n_{\text{дв}}$ - количество двигателей, выбранное для проектируемого самолета.

Геометрические размеры двигателя, т.е. диаметр гондолы вентилятора и длину двигателя приближенно можно определить следующими зависимостями:

$$d_{\text{дв}} \approx 0,536 \cdot \sqrt{P_{0i}} \text{ [м]}; \quad l_{\text{дв}} \approx 2,6 \cdot d_{\text{дв}} \text{ [м]}$$

3.4. Определение стартовой энерговооруженности самолетов с поршневыми (ПД) и турбовинтовыми двигателями (ТВД).

3.4.1. Прежде всего, потребная мощность силовой установки самолета с ПД или ТВД (ТВВД) определяется из условия обеспечения требуемой (заданной) крейсерской скорости на начальном этапе расчетной высоты полета по выражению:

$$N_{01} = \frac{0,9 \cdot m_0 \cdot V_{\text{кр}}}{75 \cdot K_{\text{кр}} \cdot \eta_{\text{в}} \cdot \sqrt{\Delta}} (\text{л.с.})$$

где: $V_{\text{кр}}$ - крейсерская (рабочая) скорость полета в (м/с)

$K_{\text{кр}}$ - крейсерское аэродинамическое качество.

В первом приближении по статистике можно принять:

$K_{кр}=(12...16)$ – для легких самолетов

$K_{кр}=(14...16)$ – для самолетов местных воздушных линий

$K_{кр}=(16...18)$ – для перспективных магистральных самолетов с ТВВД.

$\eta_{в}=(0,6...0,8)$ – к.п.д. воздушного винта на режиме крейсерского полета

$\Delta = \frac{\rho_{н}}{\rho_0}$ – относительная плотность воздуха на расчетной высоте полета

$$\rho_{н} = 0,125 \cdot \left(1 - \frac{H_p}{44,308}\right)^{4,2553} \quad \text{плотность на расчетной высоте}$$

3.4.2. Потребная мощность силовой установки может быть рассчитана из условия обеспечения безопасного влета с одним отказавшим в момент отрыва двигателем:

$$N_{02} = \frac{m_0 \cdot V_{наб}}{150 \cdot \eta_{в.наб}} \cdot k_v \cdot \left(\frac{n_{ов}}{n_{ов} - 1}\right) \cdot \left(\frac{1}{K_{наб}} + \eta_{пн}\right) \quad (\text{л.с.})$$

где $V_{наб} = (0,4...0,6) \cdot V_{кр}$ – скорость набора на этапе взлета (этап 3, шасси убрано, механизация во взлетном положении).

$k_v \approx 1,5$ – коэффициент, учитывающий, что набор высоты осуществляется в расчетных условиях ($t=+30^0$; $P=730\text{мм.рт.ст.}$).

$\eta_{в.наб} = (0,5...0,6)$ – КПД винта в момент набора высоты;

$K_{наб} = (11...13)$ – аэродинамическое качество самолета в режиме набора высоты.

$\eta_{пн} = \text{tg} \theta_{н}$ – полный градиент набора высоты

$\eta_{пн} \geq 0,024$ при $n_{дв} = 2$

$\eta_{пн} \geq 0,027$ при $n_{дв} = 3$

$\eta_{пн} \geq 0,03$ при $n_{дв} = 4$

θ_3 – угол набора высоты (этап-3, механизация во взлетном положении, шасси убрано)

3.4.3. Потребная мощность силовой установки может быть определена из условия обеспечения заданной длины разбега, если известен (задан в ТЗ) класс аэродрома базирования, т.е. длина ВПП:

$$N_{03} = \frac{V_{отр} \cdot m_0}{150 \cdot \eta_{вотр}} \left[\frac{V_{отр}^2}{2 \cdot g \cdot L_{разб}} + \frac{1}{3} \left(\frac{1}{K_p} + 2 \cdot f_p \right) \right] \quad (\text{л.с.})$$

где $V_{отр}$ – скорость отрыва самолета. В первом приближении

$V_{отр} = 1,1 \cdot V_{\min \text{ взл.}}$ Для расчетных условий взлета ($t=+30^0$; $\rho_0=0,112$) скорость отрыва может быть рассчитана зависимостью:

$$V_{отр} = 4,65 \cdot \sqrt{\frac{P_0}{c_{y \text{ max взл}}}}; \quad (\text{м/с})$$

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,4$ – простой закрылок;

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,6$ – выдвижной закрылок;

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,3$ – предкрылок;

$c_{y \max \text{ вкл}} \approx 1,8$ – предкрылок + закрылок;

Или в случае обдува крыла винтом:

$$V_{отр} = 4,446 \cdot \sqrt{\frac{p_0}{c_{y \max \text{ вкл}}} \cdot k_{обд}}; \quad (м/с)$$

$k_{обд}$ – коэффициент, учитывающий увеличение c_y вследствие обдувки крыла винтом

$$k_{обд} = 1 + \frac{1,4 \cdot N_{0i} \cdot n_{дв} \cdot S_{обд}}{q_{отр} \cdot F_v} \cdot \frac{S_{обд}}{S_{кр}}$$

$q_{отр}$ – скоростной напор в момент отрыва

$$q_{отр} = \frac{\rho_0 \cdot V_{отр}^2}{2}$$

$$F_v = \frac{\pi \cdot d_v^2}{4} \quad \text{– площадь диска одного винта,}$$

d_v – диаметр винта берется по статистике;

$S_{обд}$ – обдуваемая площадь крыла;

$\eta_{в.отр} = (0,3 \dots 0,45)$ КПД винта, берется для скорости $V = 0,7 \cdot V_{отр}$.

$K_p = (8 \dots 10)$ – аэродинамическое качества в режиме разбега самолета.

f_p – коэффициент трения колес при разбеге:

$f_p = 0,03$ – бетонное покрытие;

$f_p = 0,06$ – ВПП с травяным покровом;

$f_p = 0,08$ – грунтовая ВПП.

Для проектируемого самолета выбирается наибольшее значение суммарной мощности, рассчитанной по выше приведенным формулам.

$$N_0 = \max\{N_{01}; N_{02}; N_{03}\}$$

Взлетная мощность одного двигателя определяется исходя из выбранного количества двигателей

$$N_{0i} = \frac{N_0}{n_{дв}}$$

Масса силовой установки может быть определена по формуле:

$$m_{cy} = N_0 (\gamma_{дв} + k_{cy}),$$

где $\gamma_{дв}$ – удельная масса двигателя;

k_{cy} – коэффициент силовой установки:

$k_{cy} = (0,4 \dots 0,5)$ для самолетов с поршневыми двигателями;

$k_{cy} = (0,22 \dots 0,25)$ для самолетов с турбовинтовыми двигателями;

$\gamma_{дв} = (0,82 - 0,012 \sqrt{N_{oi}})$ - для самолетов с поршневыми двигателями;

$\gamma_{дв} = (0,18 \dots 0,22)$ для самолетов с турбовинтовыми двигателями;

Масса одного сухого двигателя рассчитывается по формуле:

$$m_{дв} = N_{oi} \cdot \gamma_{дв}$$

4. «РАСЧЕТ МАССЫ САМОЛЕТА ВТОРОГО ПРИБЛИЖЕНИЯ МЕТОДОМ ПОСЛЕДОВАТЕЛЬНЫХ ПРИБЛИЖЕНИЙ»

I. Методика расчёта.

Изложенная ниже методика определения взлётной массы самолёта во втором приближении - $(m_o)_{II}$ может быть использована на этапе составления технического задания и предэскизного проектирования.

Определение $(m_o)_{II}$ представляет собой итерационный процесс, при котором, методом последовательных приближений решается уравнение баланса масс:

$$1 = \bar{m}_{кр} + \bar{m}_{ф} + \bar{m}_{оп} + \bar{m}_{ш} + \bar{m}_{cy} + \bar{m}_{об.упр} + \bar{m}_T + \bar{m}_{кн} + \bar{m}_{сл.н}.$$

Для простоты расчётов относительных масс составляющих взлётной массы, рассмотрим весовые формулы "первого приближения". При более подробных весовых расчётах и оптимизации параметров самолёта необходимо использовать специальную научную и справочную литературу [2, 3].

В первом цикле решения уравнения баланса масс, составляющие взлётной массы определяются при значении взлётной массы первого приближения - $(m_o)_I$ и при фиксированных значениях параметров агрегатов и лётных характеристик. При значении $\sum \bar{m}_i = A \geq 1$ задаются следующим значением $m_{o1} = A(m_o)_I$, взлётные массы следующих циклов могут определяться аналогичным образом, то есть $m_{oi} = A_i(m_o)_{i-1}$. Расчёт повторяется до тех пор, пока $\sum \bar{m}_i = 1$;

Взлётная масса самолёта при котором уравнение баланса масс находит свое решение, т.е. $\sum \bar{m}_i = 1$, является искомой величиной массы второго приближения - $(m_o)_{II}$.

Схема расчета взлетной массы второго приближения может быть представлена графически (рис 6).

Для определения $(m_o)_{II}$ целесообразно составить итерационную программу на ЭВМ.

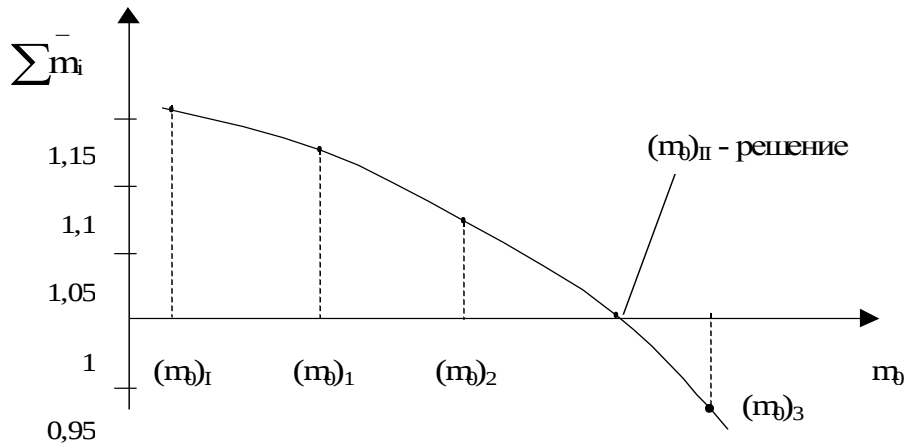


Рис. 6. Схема расчета $(m_0)_{II}$

II. Весовые формулы, рекомендуемые при определении взлётной массы второго приближения дозвуковых магистральных самолетов.

1. Относительная масса крыла:

$$\bar{m}_{кр} = \frac{7 \cdot n^p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot \sqrt{m_0}}{10^4 \cdot p_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{4,5 \cdot k}{p_0} + 0,015 ;$$

или

$$\bar{m}_{кр} = \frac{0,02125 \cdot n^p \cdot \varphi \cdot \lambda_{кр} \cdot \sqrt{m_0}}{p_0 \cdot (\bar{c}_0)^{0,75} \cdot \cos^{1,5} \chi} \cdot \frac{\eta + 4}{\eta + 1} \cdot \left(1 - \frac{\mu - 1}{\eta + 3}\right) + \frac{6,1425}{p_0} + 0,015 ;$$

Здесь: $n^p = 1,5 + \frac{1685}{p_0 \cdot \left(\frac{1}{\cos \chi} + \frac{2}{\lambda}\right)} \geq 3,4$ - коэффициент расчетной перегрузки;

$\varphi = 0,92 - 0,83(\bar{z}_T)^2 \cdot \bar{m}_T - 3,5 \cdot \Sigma[(\bar{z}_{двi})^2 \cdot \bar{m}_{двi}]$ - коэффициент разгрузки, учитывающий наличие топлива и двигателей на крыле.

$\bar{z}_T$ и $\bar{z}_{двi}$ - соответственно, относительные координаты топлива и двигателей от оси самолета;

$$\bar{z}_T = \frac{2 \cdot z_T}{L_{кр}} ; \quad \bar{z}_{дв} = \frac{2 \cdot z_{дв}}{L_{кр}} ;$$

μ - сужение крыла при виде спереди $\mu = \frac{\bar{c}_0}{\bar{c}_{кц}} ;$

$\bar{c}_{кц}$ - концевая относительная толщина профиля крыла;

$k = 1,4$ - крыло имеет щелевые закрылки без предкрылков;

$k = 1,6$ - крыло имеет предкрылки, интерцепторы и 3^х щелевые закрылки.

2. Относительная масса фюзеляжа:

Пассажирские самолеты

а) Формула А.А.Бадягина [3]:

$$\bar{m}_\phi = (1 - k_1 \cdot m_0) \left\{ \frac{0,0126 [31 + (\lambda_\phi \cdot d_\phi)^{1,5}] (1 + 133 \cdot d_\phi^{1,5} / \sqrt{m_0} (1 + 0,2 \cdot p^3))}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} + k_2 \cdot \gamma_{\partial \phi} \cdot \bar{P}_0 \cdot \frac{l_{\partial \phi}}{l_{x\phi}} \right\} + \frac{5 \cdot d_\phi^3 + 6 \cdot d_\phi^2 \cdot \lambda_\phi}{m_0} + 3 \cdot 10^{-3} (k_3 + 1,7)$$

Здесь: m_0 в [кг]; p^3 – эксплуатационное избыточное давление

($p^3 \approx 0,6$ даН/см²);

$l_{\text{дв}}$, $l_{\text{хв}}$ – соответственно, расстояние от ЦМ самолета до ЦМ двигателя и до конца фюзеляжа;

$k_1 = 0,6 \cdot 10^{-6}$ – двигатели расположены в крыле;

$k_1 = 2 \cdot 10^{-6}$ – двигатели крепятся по бокам хвостовой части фюзеляжа;

$k_2 = 0$ – двигатели не крепятся к фюзеляжу;

$k_2 = 0,4$ – двигатели крепятся к фюзеляжу;

$k_3 = 2,5$ – основные опоры шасси крепятся к крылу, имеются ограниченные вырезы в фюзеляже для уборки;

$k_3 = 4,2$ – основные опоры шасси крепятся к фюзеляжу.

б) Формула В.М.Шейнина

$$\bar{m}_\phi = k_1 \cdot \lambda_\phi \cdot d_\phi^2 \cdot m_0^{-i} + k_2 + k_3 + k_4$$

где m_0 в [кг], d_ϕ в [м]. Коэффициенты учитывают: k_1 – положение двигателей; k_2 – положение стоек главного шасси; k_3 – место уборки колес главного шасси; k_4 – вид транспортировки багажа.

Показатель степени $[i]$ учитывает размеры фюзеляжа.

Значения коэффициентов и показателя степени в формуле

$k_1 = 3,63 - 0,333d_\phi$, если двигатели соединены с крылом, а $d_\phi < 5$ м;

$k_1 = 4,56 - 0,441d_\phi$, если двигатели установлены на кормовой части фюзеляжа, а $d_\phi < 5$ м;

$k_1 = 3,58 - 0,278d_\phi$, если двигатели расположены на крыле, или в случае смешанной компоновки (двигатели на крыле и фюзеляже), а $d_\phi > 5$ м;

$k_2 = 0,01$, если стойки главного шасси крепятся к фюзеляжу;

$k_2 = 0,00$, если стойки главного шасси крепятся к крылу;

$k_3 = 0,004$, если стойки главного шасси убираются в фюзеляж;

$k_3 = 0,00$, если стойки главного шасси убираются в крыло;

$k_4 = 0,003$, если багаж перевозится в контейнерах;

$k_4 = 0,00$ в случае бесконтейнерной перевозки багажа;

$i = 0,743$, когда $d_\phi \leq 4$ м;

$i = 0,718$, когда $d_\phi > 5,5$ м.

в) Тяжелые военно-транспортные самолеты:

$$\bar{m}_\phi = (1 - 0,6 \cdot 10^{-6} m_0) \left\{ \frac{0,014 \cdot [31 + (\lambda_\phi \cdot d_\phi)^{1,5}] \left(1 + \frac{133 \cdot d_\phi^{1,5}}{\sqrt{m_0}} \right)}{\sqrt{m_0} \cdot \cos \chi} \right\} + \frac{8 \cdot d_\phi^3 + 25 \cdot d_\phi^2 \cdot \lambda_\phi}{m_0} + 0,018$$

г) Масса фюзеляжа тяжелых грузовых самолетов:

$$m_\phi = 0,0157 \cdot \mu \cdot m_{\text{кн}} + 0,03554 \cdot \sqrt[3]{\lambda_\phi \cdot (\mu \cdot m_{\text{кн}})^2};$$

Относительная масса фюзеляжа тяжелых грузовых самолетов:

$$\bar{m}_\phi = \frac{m_\phi}{m_0};$$

3. Относительная масса оперения:

При проектировании дозвуковых пассажирских самолетов относительную массу оперения можно определить по следующей статистической формуле:

$$\bar{m}_{\text{оп}} = \frac{0,714 \cdot k_{\text{оп}}}{m_0} \cdot k_{\text{км}} \cdot p_0^{0,6} \cdot (S_{\text{го}} + S_{\text{во}})^{1,16}$$

где: $k_{\text{оп}} = 0,844 - 0,00188 \cdot S_{\text{го}}$ – в случае низкорасположенного ГО;

$k_{\text{оп}} = 1,164 - 0,005 \cdot S_{\text{го}}$ – в случае Т – образного оперения;

$k_{\text{нм}} = 0,8$ – конструкция оперения полностью выполнена из композиционных материалов;

$k_{\text{нм}} = 0,85$ – в конструкции оперения широко используются композиционные материалы;

$k_{\text{нм}} = 1$ – конструкция оперения выполнена из алюминиевых сплавов;

Относительная масса горизонтального оперения может быть определена по формуле:

$$\bar{m}_{\text{го}} = \bar{m}_{\text{оп}} \cdot \frac{S_{\text{го}}}{(S_{\text{го}} + S_{\text{во}})};$$

Соответственно:

$$\bar{m}_{\text{во}} = \bar{m}_{\text{оп}} \cdot \frac{S_{\text{во}}}{(S_{\text{го}} + S_{\text{во}})};$$

Более точно, относительная масса горизонтального оперения может быть рассчитана по формуле [1]:

$$\bar{m}_{\text{го}} = \frac{k_{\text{го}}^{\text{cx}} \cdot k_{\text{км}}}{m_0 \cdot \cos \chi_{\text{го}}} \cdot \left(\frac{n_p \cdot p_0 \cdot S_{\text{го}}^2 \cdot \lambda_{\text{го}}}{10^3 \cdot \bar{c}_{\text{го}}} \right)^{0,6}$$

где: $k_{\text{го}}^{\text{cx}} = \frac{1,564 - 0,0011 \cdot S_{\text{го}}}{3,1 + 0,0038 \cdot p_0}$ – для низкорасположенного ГО;

$k_{\text{го}}^{\text{cx}} = \frac{1,333 - 0,0032 \cdot S_{\text{го}}}{1,295 + 0,0028 \cdot p_0}$ – для Т – образного оперения.

При параметрических исследованиях, когда взлетная масса изменяется в широком диапазоне, можно использовать следующую статистическую зависимость:

$$\bar{m}_{оп} = 0,0306 \cdot m_0^{-0,086}; \quad [m_0 \text{ в (т)}]$$

4. Относительная масса шасси:

При проектировании магистральных дозвуковых самолетов относительную массу шасси можно определить по следующей статистической формуле В.И. Шейнина [1]

$$\bar{m}_{ш} = \bar{m}_{гл.ш} + \bar{m}_{н.ш} + \frac{n_{\Sigma} \cdot m_{к}}{m_0}$$

где: $\bar{m}_{гл.ш}$ - относительная масса главных опор шасси (без колес и обтекателей);

$\bar{m}_{н.ш}$ - относительная масса носовой опоры шасси (без колес);

$m_{к}$ - масса колеса (выбирается по каталогу);

n_{Σ} - суммарное количество колес на опорах шасси.

$$\bar{m}_{гл.ш} = \frac{n_{ст.гл}}{m_0} (0,93 - 0,64 \cdot 10^{-6} \cdot m_{расч.пос}) (m_{с.эл} + m_{к.эл} + m_{т})$$

где: $m_{расч.пос}$ - расчетная посадочная масса самолета (в килограммах)

$$m_{расч.пос} = (m_0 - m_{т.р.}) \quad (m_{т.р.} = \bar{m}_{т.р.} \cdot m_0)$$

$n_{ст.гл}$ - количество основных (главных) опор

$m_{с.эл}$ - масса силовых элементов (в килограммах)

$$m_{с.эл} = H_{ст} \cdot (4,14 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} + 52,5) \quad [\text{кг}]$$

$H_{ст}$ - высота стойки (м) главной опоры шасси

$m_{к.эл}$ - масса конструктивных элементов (в кг.)

$$m_{к.эл} = k_{п} \cdot (5,87 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} + 28) \quad [\text{кг}]$$

где $k_{п}$ - коэффициент учитывающий число главных стоек ($n_{ст.гл}$) шасси

Число главных стоек шасси	2	3	4	5	6
$k_{п}$	1,0	1,1	1,15	1,2	1,23

$m_{т}$ - масса тележек (осей) главной стойки (в кг.)

$$m_{т} = i_{к} \cdot b_{к} \cdot 10^{-3} \cdot (1,296 \cdot 10^{-3} \cdot m_{расч.пос} + 5) \quad [\text{кг}]$$

где: $i_{к}$ - число пар колес тележки или число всех колес главной стойки.

$b_{к}$ - ширина колеса (шины) (в метрах).

Относительная масса носовой опоры шасси:

$$\bar{m}_{нш} = \frac{\xi}{m_0} (m_{с.эл}^{нш} + m_{к.эл}^{нш})$$

где: ξ - коэффициент учитывающий число главных стоек шасси

$$\xi = 0,594 + 0,31 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{расч.пос.}}, \text{ если } n_{\text{ст.гл}} = 2;$$

$$\xi = 0,37 + 0,3 \cdot 10^{-5} \cdot m_{\text{расч.пос.}}, \text{ если } n_{\text{ст.гл}} > 2.$$

Масса силовых элементов (в килограммах)

$$m_{\text{с.эл}}^{\text{нш}} = (1,62 \cdot P_{\text{нш}}^{\text{э}} + 20) \cdot h_{\text{ст}}$$

где: $P_{\text{нш}}^{\text{э}}$ - эксплуатационная нагрузка (в тоннах) на носовую стойку шасси при торможении.

$$P_{\text{нш}}^{\text{э}} \approx 0,21 \cdot 10^{-3} \cdot m_{\text{расч.пос}}$$

$h_{\text{ст}}$ – высота носовой стойки шасси в местах (от оси колеса)

Масса конструктивных элементов (в килограммах)

$$m_{\text{к.эл}}^{\text{нш}} = (4,1 \cdot P_{\text{нш}}^{\text{э}} + 54) \quad [\text{кг}]$$

При параметрических исследованиях, когда взлетная масса самолета изменяется в широком диапазоне, масса шасси приближенно может быть определена следующей статистической зависимостью:

$$\bar{m}_{\text{ш}} = 0,0507 - 0,00012 \cdot m_0 + 2,355 \cdot 10^{-7} \cdot m_0^2$$

Выбор числа опор и колес

Для самолетов, предназначенных к эксплуатации на бетонной взлетно-посадочной полосе (ВПП), необходимое число колес и их взаимное расположение на опоре для выполнения требований по проходимости (возможность эксплуатации без повреждения покрытия) выбирается в зависимости от эквивалентной одноколесной нагрузки – $P_{\text{экр}}$, соответствующей заданному классу аэродрома, на котором должен эксплуатироваться самолет.

Эквивалентная одноколесная нагрузка представляет собою нагрузку от одноколесной опоры самолета, равную по силовому эффекту воздействия на покрытие, нагрузке от реальной опоры самолета.

Аэропорты с бетонными ВПП разделяют на несколько классов в зависимости от длины, ширины и толщины покрытия. Для каждого класса аэродромов устанавливается наибольшее значение $P_{\text{экр}}$ (таблица 5).

Предположим, что самолет имеет 3-х опорную схему шасси с носовой опорой, на каждой опоре установлено по одному колесу. Учитывая, что на носовую опору приходится не более 10% взлетной массы, можно определить максимально допустимую взлетную массу самолета при эксплуатации с различных классов аэродрома. Например, при эксплуатации с аэродрома класса «А»: из условия $(m_{0\text{max}} - 0,1 \cdot m_{0\text{н.ш}}) = n_{\text{ст.гл}} \cdot P_{\text{экр}}$

$$m_{0\text{max}} = \frac{n_{\text{ст.гл}} \cdot P_{\text{экр}}}{0,9} = \frac{2 \cdot 45}{0,9} \leq 100\text{т}$$

при эксплуатации с аэродрома класса «D»: $m_{0\text{max}} \leq 44,4\text{т}$

Таблица 5. Характеристики классов аэродромов

Класс ВПП	Длина ВПП (м)	Ширина (м)	$P_{\text{экв}}$ (тонн)
Высшей категории	3200...4000	60	70
A	2550...3200	45...60	45
B	2150...2550	45	35
C	1800...2150	45	27
D	1500...1800	45	20
E	1280...1500	45	13
F	1080...1280	30	7
G	900...1080	30	2

Эксплуатация современных тяжелых самолетов обеспечивается увеличением числа опор главных стоек ($n_{\text{ст.гл}}$) и числа колес устанавливаемых на опорах (четырёх, шести и восьми колесные тележки).

Для расчета эквивалентной одноколесной нагрузки для многоколесных опор разрабатываются различные методы [1;2].

В первом приближении $P_{\text{экв}}$ целесообразно оценить по формуле

$$P_{\text{экв}} = k_p \cdot P_{\text{ст}}$$

где: $P_{\text{ст}}$ - статическая нагрузка на одну основную стойку шасси:

$$P_{\text{ст}} = 0,9 \cdot \frac{m_{0\text{max}}}{n_{\text{ст.гл}}}$$

k_p - коэффициент редуцирования:

$k_p = 1$ - для одноколесной стойки;

$k_p = 0,75$ - для двух колес на одной оси (спаренные колеса);

$k_p = 0,5$ - четырехколесная тележка;

$k_p = 0,35$ - шестиколесная тележка;

$k_p = 0,25$ - двенадцати колесная трехосная тележка;

Количество необходимых колес на основной стойке можно определить в следующей последовательности:

1. Определяется класс аэродрома эксплуатации проектируемого самолета (определяется $P_{\text{экв}}$).
2. При известном значении взлетной массы назначается количество основных опор – $n_{\text{ст.гл}}$ (по прототипам).
3. Определяется статическая нагрузка на опору - $P_{\text{ст}}$.
4. Определяется значение коэффициента редуцирования $k_p = P_{\text{экв}}/P_{\text{ст}}$ и по её значению выбирается количество колес на тележке стойки.

Размеры авиационных колес выбирается из каталогов авиационных шин, в зависимости от статической нагрузки на одно колесо – $P_{\text{ст.к}}$ и давления в пневматике – $p_{\text{ш}}$.

Статическую нагрузку на колесо можно определить по формуле:

$$P_{\text{ст.к}} = \frac{P_{\text{ст}}}{n_{\text{к}}}$$

$n_{\text{к}}$ - количество колес основной стойки.

Характеристики авиационных колес с шинами высокого давления приведены в таблице 6.

Таблица 6. Характеристики авиационных колес высокого давления

	Размер колеса D×B [мм]	$P_{\text{ст.к}}$ [кг]	Давление в пневматике $P_{\text{ш}}$ [кг/см ²]	Скорость отрыва $V_{\text{отр}}$ [кг/ч]	Масса колеса $m_{\text{к}}$ [кг]
Тормозные колеса (основная опора)					
1	520×125	1770	10	310	~ 38
2	570×140	3000	10	260	~ 42
3	600×155	3260	10,5	280	51
4	660×200	4040	10,5	315	55
5	800×225	5100	10	350	~ 100
6	880×230	4850	10	390	120
7	930×305	8800	10	245	121
8	1000×280	6600	10	330	158
9	1100×330	11000	10	330	225
10	1260×390	18000	10,5	300	320
11	1350×450	22300	10	270	395
12	1500×500	24000	10	320	446
13	1700×550	25000	10	325	550
14	1700×550	26300	10,5	290	560
Нетормозные колеса (передняя опора)					
1	520×125	1330	7,5	290	38
2	570×140	2100	7	210	42
3	600×155	2400	7,5	280	51
4	660×220	2050	7	280	54
5	800×200	3000	7,5	300	~ 60
6	880×230	3400	7	360	~ 70
7	900×275	3150	6	300	~ 80
8	950×250	3600	7	260	~ 90
9	1000×280	4600	7	300	~ 100
10	1100×330	9500	9	300	119

5. Относительная масса силовой установки:

$$\bar{m}_{\text{сy}} = 0,2883 \cdot \bar{P}_0 + 0,0035$$

6. Относительная масса оборудования и системы управления:

а) пассажирские самолеты

$$\bar{m}_{об.упр} \approx \frac{1}{m_0} (250 + 30 \cdot N_{пас}) + 0,06; \quad m_0 - \text{в кг.}$$

б) грузовые самолеты

$$\bar{m}_{об.упр} = 0,2 - 0,0085 \cdot \sqrt{m_0}$$

или $\bar{m}_{об.упр} = 0,206132 - 0,027631 \cdot \ln m_0$, где m_0 - в тоннах.

7. Относительная масса топлива.

Относительный запас топлива на самолете складывается из топлива расходуемого для полета на заданную дальность ($\bar{m}_{т.р}$) и топлива - аэронавигационного запаса ($\bar{m}_{т.ан.з}$).

$$\bar{m}_t = \bar{m}_{т.р} + \bar{m}_{т.ан.з}$$

Аэронавигационный запас топлива должен обеспечить дополнительный полет в течении одного часа в случае невозможности посадки, по условиям метеобстановки в аэропорту назначения. Для магистральных самолетов его значение можно определить приближенной зависимостью: $\bar{m}_{т.ан.з} \approx 0,9 \cdot c_e / K_{\max}$

где: c_e - удельный расход топлива ДТРД в крейсерском режиме полета

$$c_e \approx (0,54 \dots 0,56);$$

$K_{\max} = (17 \dots 20)$ - максимальное значение аэродинамического качества.

В свою очередь, масса расходуемого топлива складывается из топлива, расходуемого на участке набора до расчетной высоты полета ($\bar{m}_{т.н.}$), топлива расходуемого на крейсерском участке полета ($\bar{m}_{т.кр.}$) и топлива, расходуемого на участке снижения и посадки ($\bar{m}_{т.с.п.}$):

$$\bar{m}_{т.р} = (\bar{m}_{т.н.} + \bar{m}_{т.кр.} + \bar{m}_{т.с.п.})$$

Относительная масса топлива для набора расчетной высоты полета может быть определена по формуле [1]:

$$\bar{m}_{т.н.} = \frac{0,0035 \cdot H_p (1 - 0,03 \cdot n_{д.к})}{(1 - 0,004 \cdot H_p)};$$

где: H_p - расчетная высота крейсерского полета (км)

$n_{д.к}$ - степень двухконтурности ДТРД, $n_{д.к} = (4,5 \dots 6)$.

Расход топлива для крейсерского участка полета может быть рассчитана по формуле:

$$\bar{m}_{т.кр.} = (1 - \bar{m}_{т.н.}) \cdot \left[1 - e^{-\frac{(L_p - L_{н.с.}) \cdot c_e}{V_{кр} \cdot K_{кр}}} \right]$$

где: $L_{н.с.}$ - горизонтальная дальность при наборе и снижении

$$L_{н.с} \approx 40 \cdot H_p$$

$V_{кр}$ – крейсерская экономическая скорость полета

$$V_{кр} \approx 0,94 \cdot V_{кр.мах};$$

$K_{ср}$ - среднее значения аэродинамического качества на крейсерском участке полета:

$$K_{ср} \approx 0,95 \cdot K_{мах}$$

Относительная масса топлива, расходуемая на этапе снижения и посадки может быть определена зависимостью:

$$\bar{m}_{т.с.п} \approx 0,002 \cdot H_p \cdot (1 - 0,023 \cdot H_p) \cdot (1 - 0,03 \cdot n_{д.к})$$

Относительная масса топлива для самолетов с ТВД:

Относительный запас топлива на самолете складывается из топлива расходуемого для полета на заданную дальность ($\bar{m}_{т.р}$) и топлива - аэронавигационного запаса ($\bar{m}_{т.ан.з}$).

$$\bar{m}_t = \bar{m}_{т.р} + \bar{m}_{т.ан.з}$$

Относительный запас топлива определяется по формуле:

$$\bar{m}_t = \frac{1,3 \cdot L_p \cdot c_e}{270 \cdot \eta_g \cdot K_{кр}}$$

Относительная масса топлива аэронавигационного запаса:

$$\bar{m}_{т.ан.з} \approx 0,9 \cdot c_e / K_{мах}$$

Тогда относительная масса расходуемого в полете топлива будет равна:

$$\bar{m}_{т.р.} = \bar{m}_t - \bar{m}_{т.ан.з}$$

8. Относительная масса пустого самолета:

$$\bar{m}_{пуст} = [1 - (\bar{m}_t + \bar{m}_{кн} + \bar{m}_{сн})]$$

Где: $\bar{m}_{сн}$ – относительная масса снаряжения:

$$\bar{m}_{сн} = \frac{0,4}{m_0} + 0,0028.$$

5. "РАСЧЕТ ЦЕНТРОВКИ САМОЛЕТА"

Одной из важнейших задач компоновки самолёта является определение центра масс (ЦМ) самолёта и приведение его в такое положение относительно средней аэродинамической хорды крыла при котором:

1. В варианте наиболее заднего положения ЦМ обеспечивалось бы условие:

$$\bar{X}_{тп.з} - \bar{X}_F = m_{здоп.}^{c_y}$$

2. В варианте наиболее переднего положения ЦМ обеспечивалось бы условия достаточности отклонения рулей высоты или стабилизатора для балансировки самолёта на режиме взлёта или посадки при отклонённой механизации. Этот процесс называется центровкой самолёта.

Здесь: $\bar{X}_{т.п.з}$ - предельно задняя центровка;

$$\bar{X}_{т.п.з} = \frac{X_{т.п.з}}{b_a},$$

$X_{т.п.з}$ - координата наиболее заднего положения ЦМ, измеренная от носка САХ;

$\bar{x}_F = \frac{x_F}{b_a}$ - относительная координата фокуса самолёта;

b_a - средняя аэродинамическая хорда крыла.

В первом приближении $\bar{x}_F$ можно определить следующей зависимостью:

$$\bar{X}_F = \bar{X}_{Fб.го} + \Delta \bar{X}_{Fго};$$

$$\bar{X}_{Fб.го} \approx 0,2 \dots 0,22; \quad \Delta \bar{X}_{Fго} = k_{го} \cdot A_{го} \cdot \frac{c_{y_{го}}^{\alpha_{го}}}{c_y} \cdot (1 - E) \approx 0,18 \dots 0,2;$$

где $\bar{X}_{Fб.го}$ - координата фокуса самолёта без ГО;

$\Delta \bar{X}_{Fго}$ - смещение координаты фокуса самолёта наличием ГО;

E - изменение скоса потока;

$k_{го}$ - коэффициент торможения потока;

$$b_a = \frac{2}{3} b_0 \frac{1 + \eta + \eta^2}{\eta \cdot (1 + \eta)};$$

тогда

$$\bar{X}_F \approx 0,38 \div 0,42;$$

$$\bar{Z}_a = \frac{l_{кр}}{6} \cdot \frac{\eta + 2}{\eta + 1}; \quad \bar{Z}_a - \text{положение } b_a \text{ по размаху};$$

$m_{z,доп}^{Cy}$ - допустимая степень (запас) продольной статической устойчивости самолёта;

$m_Z^{Cy} = -0,15$ - для дозвуковых пассажирских самолётов;

$m_Z^{Cy} = -0,05$ - для сверхзвуковых самолётов;

$m_Z^{Cy} = -0,03$ - для маневренных самолётов.

При расчете центровки определяющим условием является:

$$\bar{X}_{т.п.з} \leq \bar{X}_F + m_Z^{Cy}$$

Центровка самолета определяется по двум осям: горизонтальной - ОХ и вертикальной - ОУ (рис 7) .

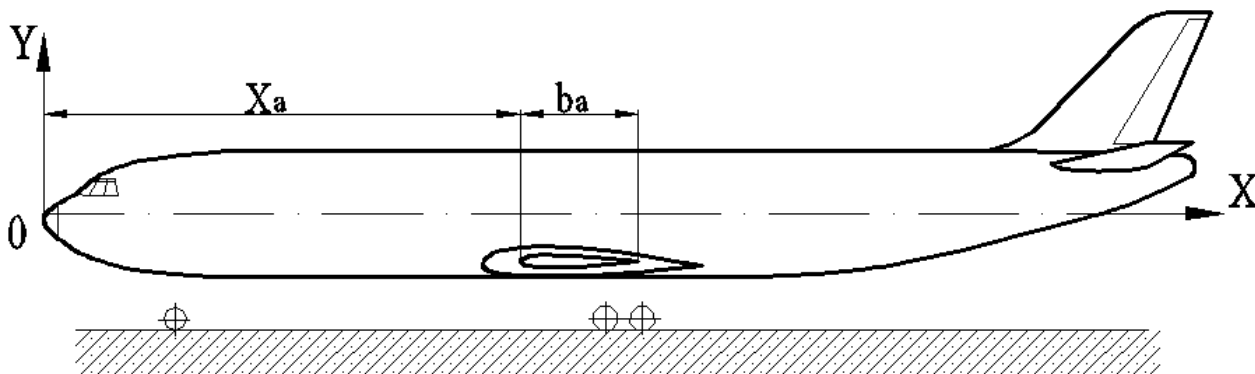


Рис. 7. Расположение осей OX и OY при расчете самолета.

За начало координат при расчёте центровки принимаем носок фюзеляжа, с тем, чтобы все координаты грузов были положительными. При этом ось OX обычно совмещают со строительной горизонталью (осью) фюзеляжа.

Для расчёта центровки составляется центровочная ведомость (см. табл. № 7).

ЦЕНТРОВОЧНАЯ ВЕДОМОСТЬ САМОЛЁТА.

Таблица №7.

Наименование масс групп	m_i	x_i	$m_i x_i$
	даН	м	даН м
<u>I. Конструкция</u>			
1. Крыло			
2. Фюзеляж			
3. Горизонтальное оперение			
4. Вертикальное оперение			
5. Передняя опора шасси			
6. Главные опоры шасси			
<u>II. Силовая установка</u>			
1. Двигатели средние			
2. Двигатели крайние			
3. Гондолы двигателя			
4. Пилоны двигателя			
5. Топливная система			
<u>III. Оборудование и управление</u>			
<u>IV. Топливо</u>			
1. Группа I			
2. Группа II			
<u>V. Коммерческая нагрузка</u>			
1. Пассажиры			
2. Багаж			
3. Почта			
1. <u>VI. Снаряжение и сл. нагрузка.</u>			
Сумма	Σm_i		$\Sigma m_i x_i$

Координаты грузов берутся с компоновочного чертёжа, который представляет собой продольный разрез самолёта по оси симметрии в

масштабе. При центровочных расчетах первого приближения за исходные массы принимают массы второго приближения.

При этом можно принимать:

1. Положение центра масс крыла $(0,4...0,42) \cdot b_a$;
2. Положение центра масс оперение $(0,46...0,5) \cdot b_{оп}$;
3. Положение центра масс фюзеляжа - $0,5 \cdot l_{ф}$;
4. Центр масс топлива - в центре площади топливных боковых крыла на плановой проекции.
5. Масса летчиков - 80 кг, пассажиров - 75 кг, багаж - 15 кг
6. Центр масс оборудования и управления - $0,5 \cdot l_{ф}$;

После подсчёта $\sum m_i$ и $\sum (m_i \cdot x_i)$ получим координату центра масс:

$$X_T = \frac{\sum (m_i \cdot x_i)}{\sum m_i}; \quad (м) \quad (м)$$

Значение центровки определяем по формуле:

$$\bar{X}_T = \frac{X_T - X_a}{b_a};$$

где x_a - расстояние от начала координат до начала b_a .

Центровку самолёта рассчитывается для следующих основных вариантов:

1. Максимально допустимая взлётная масса с полной коммерческой нагрузкой и топливом.
2. Самолёт с полной заправкой топливом, но без коммерческой нагрузки (перегоночный вариант).
3. Самолёт с полной коммерческой нагрузкой без топлива (посадочный вариант).
4. Пустой самолёт без нагрузки и топлива (стояночный вариант).

В результате этих расчётов выявляется диапазон разбега эксплуатационных центровок. Для дозвуковых пассажирских и транспортных самолётов этот диапазон не должен превышать 20% САХ, т.е.:

$$(\bar{X}_{тр.з} - \bar{X}_{тр.п}) \leq 0,2;$$

В результате расчетов первого приближения необходимо иметь:

$$\bar{X}_{тр.з} = 0,26...0,3$$

Если это значение не получается, то необходимо перемешать крыло относительно фюзеляжа и заново определяется центровка самолета.

6. СПИСОК РЕКОМЕНДОВАННОЙ ЛИТЕРАТУРЫ

1. Егер С.М., Мишин В.Ф. и др. "Проектирование самолетов". М.: Машиностроение, 1983 г.
2. Торенбик Э. "Проектирование дозвуковых самолетов". М.: Машиностроение, 1983 г.
3. Шейнин В.М., Козловский В.И. "Весовое проектирование и эффективность пассажирских самолетов". М.: Машиностроение, 1984 г.
4. "Проектирование гражданских самолетов" под ред. акад. Новожилова Г.В., М.: Машиностроение, 1991 г.